



## 저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사학위논문

**양력 팬을 이용한 복합형 회전익기  
개념설계 기법**

**Conceptual Design Methodology of Compound  
Rotorcraft Using Lift Fan**

2019년 8월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

정 수 민

# 양력 팬을 이용한 복합형 회전익기 개념설계 기법

## Conceptual Design Methodology of Compound Rotorcraft Using Lift Fan

지도교수 이 관 중

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2019 년 6 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

정 수 민

정수민의 공학석사 학위논문을 인준함

2019 년 6 월

위 원 장

이 복직



부위원장

이 관중



위 원

김 주홍



## 초 록

지상 운송 수단의 수가 늘어감에 따라 대도시에서는 교통 체증 문제가 심각해지고 있다. 이를 해결하기 위해 하늘 길을 이용한 도심 간 공중 이동 수단 시스템의 개발이 대두되고 있다. 도심 간 공중 이동 수단으로 제시되고 있는 복합형 회전익기는 고속 기동과 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 비행체이다. 수많은 복합형 회전익기 중에, 양력 팬을 이용한 비행체는 저소음과 덕트의 추가 추력이 발생하는 등의 장점이 있다. 본 연구에서는 양력 팬을 이용한 복합형 회전익기의 개념 설계 기법을 개발하였다. 양력 팬을 동체에 장착한 팬 인바디, 날개에 장착한 팬 인 윙, 동체와 날개에 장착한 팬 인 바디윙 형상에 대해 수송 임무 해석과 이륙 총 중량 최소화를 목적 함수로 하는 최적 설계를 수행하였다. 임무 해석은 제자리/축 방향 비행, 전진 비행, 천이 비행 해석으로 구성되어있다. 제자리/ 축 방향 비행 해석은 덕트에서 발생하는 추가적인 추력을 고려한 운동량 이론을 이용하여 팬 해석을 수행하였고, 수직 축 방향 비행을 수행함에 충분한 수직 기동력을 확보하기 위한 추가적인 중량, 양력 팬의 위, 아래 베인에 의한 동력 손실을 고려하였다. 전진 비행 해석은 고정익 해석 기법으로 수행하며, 3차원 효과를 고려하기 위해 오스왈드 팩터를 계산하여 수행하였다. 천이 비행 해석은 천이 비행 간 덕트에서 발생하는 모멘텀 항력을 고려하였다. 최적 설계 결과 팬 인 바디 형상이 이륙 총 중량이 가장 작고 효율적인 형상으로 도출되었다. 양력 팬을 날개에 장착한 형상들은 덕트 깊이

를 팬 인 바디보다 크게 할 수 없어 덕트에서 발생하는 추력이 작아 제자리/축 방향 비행의 효율이 현저히 떨어져 전체적인 중량이 증가하였다. 양력 팬이 날개에만 있는 팬 인 윙의 최대 동력이 천이 비행에서 가장 컸으며, 팬 인 바디윙은 양력 팬이 동체와 날개에 장착되어 있어 양력 팬 구동 시스템의 무게가 크게 증가해 공허 중량이 가장 크게 도출되었다. 각 최적 설계 결과를 CATIA를 이용하여 3D 모델링을 수행하였고 형상 별로 비교하였다.

**주요어 :** 복합형 회전익기, 양력 팬, 초기 사이징, 개념설계 기법,  
최적 설계, 팬 인 바디, 팬 인 윙

**학 번 :** 2017-27027

# 목 차

초 록.....	i
목 차.....	iii
그림 목차.....	v
표 목차.....	vi
I. 서론 .....	7
II. 개념설계 기법.....	13
A. 형상 분석(Geometry) .....	14
i. Fan in Body (FIB) .....	16
ii. Fan in Wing (FIW) .....	17
iii. Fan in BodyWing (FIBW) .....	17
B. 비행 해석 .....	18
i. 제자리/축 방향 비행 해석.....	18
ii. 전진 비행 해석 .....	19
iii. 천이 비행 해석.....	20
III. 최적 설계 .....	22
A. 문제 정의.....	22
i. 설계 공간 및 제한 조건.....	23
ii. 임무형상 .....	25
B. 설계 결과 및 분석 .....	26
IV. 결론 .....	32

참고문헌.....	34
부록 A: 중량 추정식.....	37
부록 B: 해석 모듈 검증 .....	39
부록 C: 설계 결과 .....	40

# 그림 목차

Fig. 1 Examples of compound helicopters using lift fan .....	9
Fig. 2 Baseline configuration .....	12
Fig. 3 Overall design flow chart .....	14
Fig. 4 Configuration of Compound Helicopter using Lift Fan.....	14
Fig. 5 동체의 폭과 너비.....	15
Fig. 6 동체의 길이 .....	15
Fig. 7 Hover analysis flow chart.....	18
Fig. 8 Duct Geometry.....	19
Fig. 9 Forward flight analysis flow chart.....	20
Fig. 10 Transient flight analysis flow chart .....	21
Fig. 11 Acting Force on FIB in Transient flight .....	21
Fig. 12 Geometry Constraint .....	25
Fig. 13 Mission Profile.....	25
Fig. 14 헬리포트 규격.....	28
Fig. 15 Fuel consumption rate and Fuel weight.....	29
Fig. 16 Weight Proportion.....	30
Fig. 17 Comparison of Each Concept Geometry .....	31



## 표 목차

Table 1 Design Space .....	24
Table 2 Design Constraint.....	25
Table 3 Optimization results .....	28

# I. 서론

지상 운송 수단이 늘어감에 따라 교통 체증이 증가하고 있다. 교통 체증이 심한 Los Angeles에서 연간 도로에서 낭비되는 시간은 1985년 52시간에서 2017년 102시간으로 증가했다[1]. 미국 교통부(Department of Transportation)는 교통체증으로 인한 자동차 연료인 가솔린이 670만 gal 매년이 소비될 것으로 발표했고, 이러한 상황을 해결하기 위한 방법으로 기존 교통 시스템이 아닌 제 3의 하늘 길을 이용하는 교통 시스템의 필요성을 공론화했다[2]. 이에 따라 미국 정부는 UAM(Urban Air Mobility) 개발 프로젝트를 추진해 왔으며 Agusta-Westland, Airbus, Sikorsky 등의 제조업체가 UAM에 적합한 회전익기와 고정익의 특징을 결합한 복합형 회전익기 형상을 제시하고 개발 중에 있다.

회전익기(Rotorcraft, Rotary Wing Aircraft)는 비행 중의 모든 양력을 축이 고정된 로터로 생성되는 비행체이며, 미 육군의 항공기 설계 핸드북인 ADS-51-HDBK는 회전익기를 공기보다 무거운 비행체 중 요구 양력 50% 이상을 한 개 이상의 로터가 생성하는 비행체로 정의했다[3,4]. 회전익기는 수직 축 방향/ 제자리 비행이 가능하고, 이착륙 시 공간 제약이 없지만, 로터의 회전 속도가 증가함에 따라 로터 면에서 발생하는 충격파와 양력 불균형으로 최대 전진 비행 속도 150~180knots (약 278~333km/h), 순항 속도 130~150knots (약 241~278km/h)의 속도 제한이 있다[5~6].

고정익기는 회전익기에 대응되는 개념을 비행기(Airplane) 혹은 고정익기(Fixed Wing Aircraft)라고 한다[7]. 전진 비행을 수행할 때 추력 축과 진행 방향이 일치해 전진 비행과 고속 전진 비행에 유리한 반면, 날개에서 비행 가능한 양력을 얻기 위한 속도를 내기 위한 활주로가 필요하며, 수직 축 방향 추력 수단이 없어 수직 축 방향/제자리 비행이 불가능하다.

회전익과 고정익의 특성을 결합한 복합형 회전익기는 고정익 날개 같은 고정적인 양력 발생 면과 프로펠러 같은 추가 추력 장치를 기존의 헬리콥터 로터 형태의 추력 발생 장치와 결합한 비행체를 말한다[8].

수 많은 복합형 회전익기 중에서 양력 팬을 채택한 비행체는 팬에 둘러 쌓인 덕트로 인해 소음이 작고, 사람이 근처에 있어도 안전하며, 덕트에서 추가 추력이 발생해 동일한 추력을 발생시킬 때 오픈 로터보다 팬 반경을 작게 할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 장점으로 여러 항공기 제조 업체에서 개발 중에 있다.

현재 개발 중인 비행체는 Fig. 1과 같다. AgustaWestland에서 제시한 Project Zero는 틸트가 가능한 양력 팬을 날개에 장착해 제자리 비행 및 수직 축 방향 비행 추력과 틸트 시켜 전진 방향 추력을 얻는 형태이고, Bell이 제시한 Nexus는 동체에 틸트가 되는 6개의 양력 팬을 장착한 형태이며, Boeing이 제시한 Phantom Swift는 고정익 형상에 양력 팬을 동체에 장착하고 전진 방향 추력을 위한 틸트 양력 팬을 양 날개 끝에 장착한 형태이며, Lockheed Martin이 개발해 운용 중인 F-35B는 고정익 형상에 동체의 양력 팬과 후방 엔진을 틸팅시키는 형태이다.

Airbus가 제시한 Pop-Up Next는 틸트가 되는 양력 팬을 4개 장착하고 탑승이 가능한 모듈을 지상 운전 모듈과 공유하는 형태이며, XTI Aircraft가 제시한 Trifan 600은 날개에 틸트가 가능한 양력 팬과 동체에 양력 팬을 장착한 형태이다.



(a) Project Zero



(b) Nexus



(c) Phantom Swift



(d) F-35b



(e) Pop-Up Next



(f) TriFan 600

**Fig. 1 Examples of compound helicopters using lift fan**

양력 팬을 이용한 복합형 회전익기 설계 기법은 덕트에서 발생하는 추가적인 추력과 제자리 비행에서 전진 비행, 전진비행에서 제자리 비행으로 전환되는 천이 비행시 덕트에서 발생하는 모멘텀 항력을 고려해야하며 동체나 날개 등 장착 위치에 따라 형상 특성을 반영해야한다. 또한 고정익 해석, 설계 기법과 회전익 해석, 설계 기법을 둘다 적용해야한다. 이를 고려한 해석 및 설계 기법 연구가 수행되어 왔다.

이[9]등이 NASA의 팬 인 윙 풍동실험을 분석해 팬 인 윙 형태의 개념설계 기법을 제시하였다. 양력 팬이 지면과 근접할 때 발생하는 Fountain, Suckdown 등의 지면 효과를 반영해 설계 결과를 도출하고 이를 모델링하여 전산유체해석을 수행하였다.

장[10]등은 팬 인 바디에 대해 일반적인 고정익 설계 식을 기반으로 양력 팬의 사이즈를 고려하여 형상 결정 및 공력 성능 해석 기법을 구축하였다. 특히 천이 비행시 전체 항력의 90%를 차지하는 덕트 모멘텀 항력을 고려한 설계 기법을 제시하였다.

Jacobellis[11]등은 팬 인 바디에 대한 개념설계 기법을 제시하였는데, 양력 팬 해석엔 DFDC(Ducted Fan Design Code)를 이용하였고, 각 세부 시스템의 위치 등을 제시하였다.

Keith[12]등은 V-STAR(Vertical Takeoff and Landing Swift Tactical Aerial Resource)로 명명한 팬 인 바디 형태에 대한 개념설계 기법을 제시했다. 특히 열 교환기를 이용해 연료 소모율을 줄이고, 항속 거리를 늘려 개선된 엔진 시스템을 설계하여, 다양한 형태의 주 날개를 적용한 설계 결과를 제시했다.

이전 연구들의 한계점은 한정된 한 형상의 설계 기법을 제시해 임무에 따른 형상 별 특성을 파악하지 못하는 한계점과 양력 팬을 날개에 장착하는 팬 인 왕의 경우, 날개 상의 양력 팬의 위치에 따라 공력적 특성이 달라지는데[13~14] 이를 고려하지 않은 한계점이 있다. 또한 양력 팬을 동체에 장착하는 팬 인 바디의 경우, 동체 깊이가 깊어질 수록 덕트에서 발생하는 추력이 증가하는 반면 덕트의 깊이를 깊게 할수록 전면 부 항력이 증가해 비행 성능이 떨어지게 된다. 따라서 동체의 너비와 깊이를 변수로 설정해 최적의 덕트 깊이를 계산하여 반영하지 못한 한계점이 있다.

본 연구의 첫 번째 목적은 임무에 따른 양력 팬의 위치에 따른 형상 별 특성을 파악하는 개념설계 기법 개발이다. 양력 팬을 날개에 장착한 팬 인 왕, 양력 팬을 동체에 장착한 팬 인 바디, 양력 팬을 동체와 날개에 장착한 팬 인 바디왕의 세 가지 형상의 특성을 반영한 개념 설계 기법을 임무 분석을 통해 최적의 형상을 제시한다.

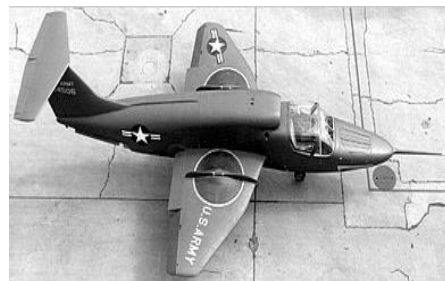
두 번째 목적은 천이 비행시 덕트에서 발생하는 모멘텀 항력, 양력 팬의 날개 상의 최적의 위치, 항력과 덕트 추가 추력을 고려한 덕트 깊이 등을 고려한 실제적인 설계 기법의 개발이다. 팬 인 왕은 날개 상의 양력 팬의 위치에 따른 공력 특성을 파악한 풍동실험 논문을 참고하여 날개 상의 최적의 위치를 제시하고, 팬 인 바디의 경우 동체 깊이와 동체 너비를 변수로 두어 항력을 최소로 하며 덕트 추가 추력을 최대화 하는 덕트 깊이를 도출하였다. 또한 충분한 제자리/측 방향 기동력을 확보하기 위한 추가적인 하중

고려와 동체에서 발생하는 양력, 덕트 위 아래에 위치한 베인에 의한 동력 손실, 양력 팬의 직선 상의 위치했을 때의 최적의 위치를 고려하였다.

개발 대상의 운용 개념은 제자리 비행 및 축 방향 비행 시에 양력 팬을 구동하여 축 방향 추력을 얻고, 전진 비행시엔 덕트를 닫고 후방 프로펠러를 이용하여 전진 방향 추력을 얻는다. 기준이 되는 형상은 Fig. 2와 같다. 팬 인 바디는 Rensselaer 대학에서 제시한 The Emperor UAV, 팬 인 윙은 Ryan에서 개발한 XV-5A를 사용하였다[11,15].



**(g) Emperor**



**(h) XV-5A**

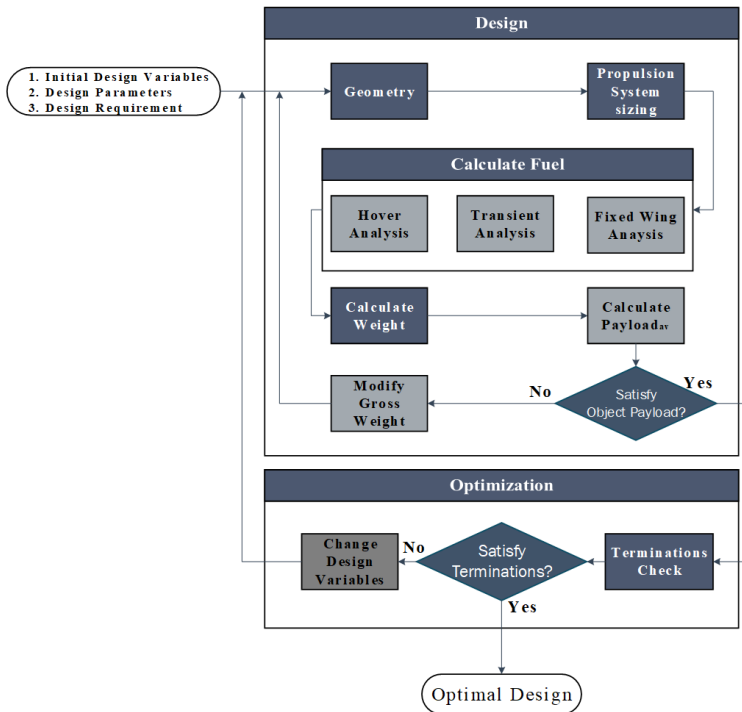
**Fig. 2 Baseline configuration**

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 제시된 개념 설계 기법을 모듈 별로 설명하였고, 3장에서는 개발한 개념설계 기법을 이용하여 임무 해석을 하고 이륙 총 중량 최소화 하는 목적함수를 설정해 최적 설계를 수행한 결과 및 임무 별 형상 분석 내용을 기술하였다.

## II. 개념설계 기법

양력 팬을 이용한 복합형 회전익기의 개념설계 기법의 설계 흐름은 Fig. 3과 같다. 기준이 되는 항공기의 형상 정보와 요구 임무 형상 및 요구 유상 하중을 입력한 정보를 바탕으로 날개 길이, 팬 면적 등의 비행체 형상을 결정하고, 엔진 설계를 위해 임무 중 제자리 비행, 천이 비행, 전진 비행의 임무 해석을 수행해 최대 요구 동력을 계산한다. 계산된 요구 동력을 바탕으로 엔진을 설계하여, 요구 임무 형상의 연료 무게를 계산한다. 계산한 형상 및 최대 동력 정보를 바탕으로 구성 품별 중량 추정을 하여 공허 중량을 계산한다. 공허 중량과 연료 무게, 초기 이륙 총 중량을 이용하여 유상 하중을 계산하고 목표 유상 하중과의 차이를 비교해 수렴성을 판단한다. 수렴하지 않는다면 초기 중량을 수정해 다시 설계를 수행한다. 수렴한 결과는 이륙 총 중량 최소화를 목적 함수로 하는 최적 설계에서 제한 조건을 만족한다면 최적 설계 결과로 도출되고, 만족하지 않는다면 설계 변수를 수정해 다시 설계를 수행한다. 반복적으로 설계를 수행해 이륙 총 중량을 최소로 하는 최적 설계 결과를 도출한다. 수송 임무를 수행하는 각 형상 별 설계 모듈, 임무 해석 모듈을 아래와 같이 기술하였다.





**Fig. 3 Overall design flow chart**

## A. 형상 분석 (Geometry)



**(a) Fan in Body**



**(b) Fan in Wing**



**(c) Fan in BodyWing**

**Fig. 4 Configuration of Compound Helicopter using Lift fan**

각 형상 별 3D 형상은 Fig. 4와 같다. 세가지 형상 공통적으로 수송 임무 해석을 수행하기 위한 동체 규격을 설정하였다. 동체 내부에 조종사 1명과 승객 3명을 수용할 수 있는 공간을 확보하기 위해,

승객 좌석 규격을 참고하여 동체의 폭과 너비, 길이를 설정하였다 [16]. 동체 폭과 너비의 경우 Fig. 5와 같다. 동체 폭은 승객의 키를 고려하여 6.5ft(1.98m), 동체의 너비는 승객 좌석 규격을 참고하여 5.6ft(1.7m)로 설정하였다. 동체의 최소 길이는 Fig. 6과 같다. 승객 좌석이 필요한 길이인 최소 5.66ft(1.72m)를 확보할 수 있도록 반영하여 계산했다. 각 형상 별 형상 설계 방법은 아래에 자세히 기술하였다.

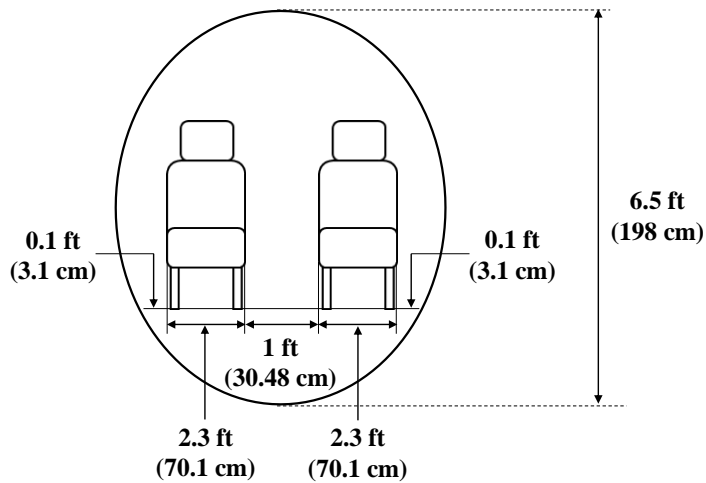


Fig. 5 동체의 폭과 너비

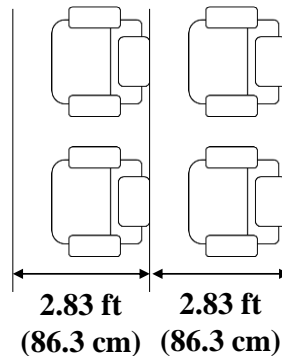


Fig. 6 동체의 최소 길이

## i. Fan in Body(FIB)

팬 인 바디의 형상 설계 방법은 먼 하중을 바탕으로 양력 팬을 결정하고 이에 따라 동체를 결정하며, 날개의 형상은 익면 하중과 테이퍼 비, 가로세로비를 이용하여 결정한다. 기준이 되는 The Emperor UAV의 먼 하중(Disk Loading)을 이용하여 덕트 반경과 팁 간격을 고려하여 양력 팬의 길이로 결정하였다[17].

동체는 앞서 언급한 승객 수송을 위한 최소 규격으로 설계하며, 동체에 양력 팬이 있는 팬 인 바디는 양력 팬 사이의 길이를 결정해야한다. 이는 참고문헌의 양력 팬이 직선 상에 나란히 위치하였을 때 공력 특성을 기술한 자료에 따라 양력 팬 사이의 길이를 팬 반경으로 설정하였다[18].

팬 인 바디는 동체 깊이가 양력 팬의 깊이가 된다. 따라서 팬 인 왕보다 덕트 깊이를 길게 하여 덕트에서 발생하는 추력을 크게 할 수 있는데, 동체 너비와 동체 깊이의 비율을 설계 변수로 설정하여 동체 전면 부의 항력을 최소화 하면서 덕트의 추가 추력 효과를 최대 할 수 있는 비율을 계산하였다. 동체 전면 부 항력은 NASA의 형상 별 항력 계수를 사용하였다[19].

## ii. Fan in Wing(FIW)

팬 인 윙의 양력 팬과 날개 형상 결정 방법은 팬 인 바디와 같다. 양력 팬이 날개에 위치하는 것을 반영하기 위해 날개 스패, 코드 상의 양력 팬의 중심의 위치를 결정해야한다. 이를 결정하기 위해 날개 상의 양력 팬을 코드, 스패 별 위치에 따라 공력 특성을 기술한 참고문헌의 풍동 실험 자료를 바탕으로 양력 팬의 중심 위치를 결정하였다[13~14]. 양력 팬이 날개 스패 상의 동체로부터 스패의 33% 떨어진 위치에서 양력 계수가 가장 크고, 피치 모멘트가 안정한 특성을 반영해, 그 지점에 양력 팬을 위치시키고, 날개의 코드 길이를 계산하였다. 계산한 코드 길이와 양력 팬의 길이를 비교하여 날개의 코드 길이가 크도록 설계 제한 조건을 설정하여 날개 상에 양력 팬이 안정적으로 안착될 수 있도록 하였다.

## iii. Fan in BodyWing(FIBW)

팬 인 바디 윙 형상은 동체 양력 팬과 날개 양력 팬의 하중 분담 비율을 식 1과 같이 설정하여 동체 양력 팬과, 날개 양력 팬의 분담 하중을 계산한다. 동체는 팬 인 바디의 설계 방법에 따라 먼 하중을 바탕으로 양력 팬을 결정하고 이에 따라 동체를 결정하고, 날개는 팬 인 윙의 설계 방법에 따라 익면하중, 테이퍼 비, 가로세로 비로 날개 형상을 계산한 뒤, 양력 팬이 날개 상에 위치할 곳의 코드 길이를 계산한다.

$$\text{Sharing Factor} = \frac{\text{Area}_{\text{Wing Fan}}}{\text{Area}_{\text{Body Fan}}} \quad (1)$$

## B. 비행 해석

비행 해석 모듈은 임무에 따라 제자리 비행, 전진 비행, 천이 비행 해석으로 구성되어있다. 각 임무 해석의 자세한 설명은 아래와 같다.

### i. 제자리/축 방향 비행 해석

제자리/축 방향 비행 해석의 알고리즘 순서도는 Fig. 7과 같고, 운동량 이론을 바탕으로 계산이 된다. 기존 회전익기와 다른 점은 덕트에서 유동이 수축되어 덕트 유동 하류 부분에서 압축된 유동만큼 추력이 발생한다. 이를 반영하기 위해 수축비를 식(2~3)과 같이 계산하여 운동량 이론에 반영하였다[17]. 추가적으로 고려한 것은 참고 문헌의 축 방향의 충분한 수직 기동력을 위해 추가 중량 10%[20]를 고려했으며, 덕트의 제어 및 커버 역할을 수행하는 베인의 동력 손실 3%를 고려하여 한 양력 팬당 6%의 동력 손실을 고려하였다[21]. 본 해석 모델로 요구 동력을 식(4)과 같이 계산하였다.

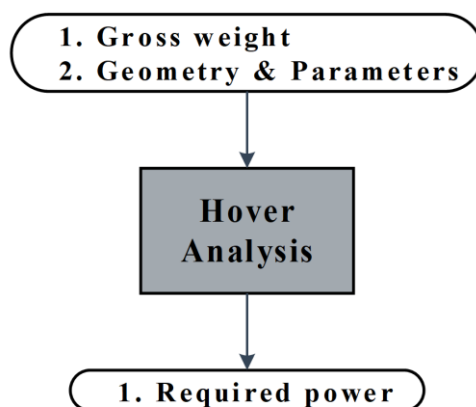
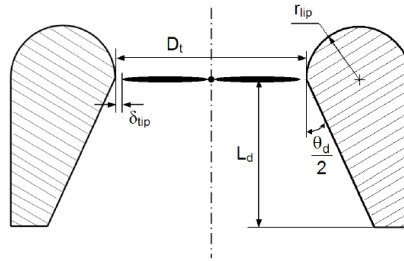


Fig. 7 Hover analysis flow chart

$$\sigma_d^* = \left[ 1 + 2 \frac{L_d}{D_t} \tan\left(\frac{\theta_d}{2}\right) \right]^2 \quad (2)$$

$$\sigma_d = \sigma_d^* \times \frac{A}{A_r} = \frac{\sigma_d^*}{1 - \left(\frac{R_0}{R}\right)^2} \quad (3)$$

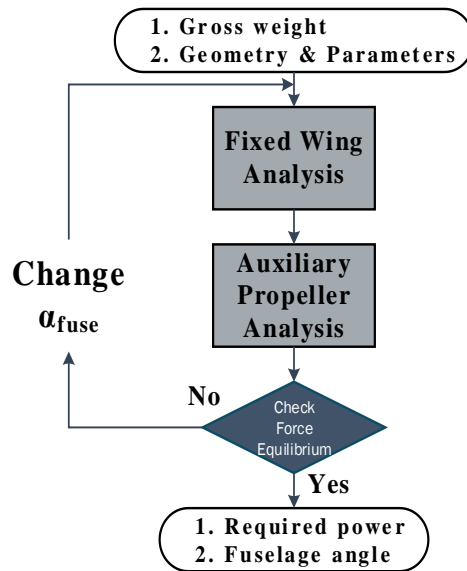
$$P_i = \frac{T_{total}^{3/2}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A}} \quad (4)$$



**Fig. 8 Duct Geometry**

## ii. 전진 비행 해석

전진 비행 해석의 알고리즘 순서도는 Fig. 9와 같다. 전진 비행 시엔 양력 팬의 덮개를 닫고, 동체 뒤에 위치하고 있는 후방 프로펠러를 구동시켜 전진 방향 추력을 얻는다. 동체 후방 프로펠러 해석은 운동량 이론을 바탕으로 해석이 수행된다[22]. 날개에서 발생하는 양력을 계산하기 위해, 기준 형상의 날개 익형(NACA23012)의 공력 정보를 이용하고, 3차원 효과를 고려하기 위해 오스왈드 팩터를 적용하여 계산하였다[23]. 추가적으로 고려한 것은 계산된 양력과 하중의 균형을 계산하기 위해 힘 평형을 이루는 동체 각도를 계산하고, 동체에서 발생하는 양력을 날개 양력의 10%로 고려하였다[24]. 본 모듈로는 요구 동력과 동체의 자세 각을 계산한다.



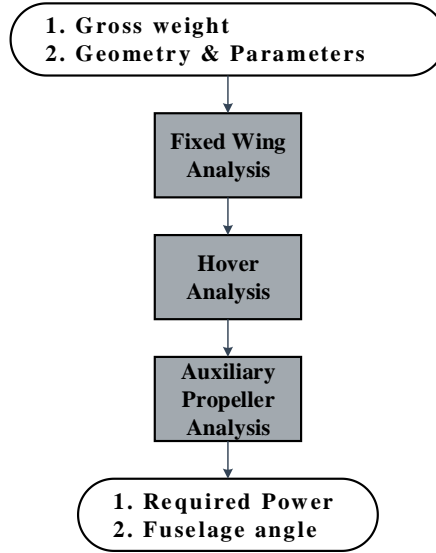
**Fig. 9 Forward flight analysis flow chart**

### iii. 천이 비행 해석

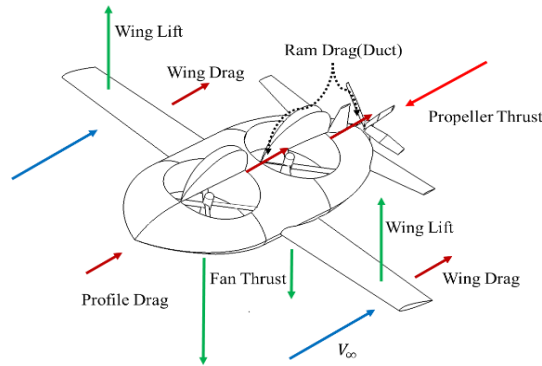
천이 비행 해석의 알고리즘 순서도는 Fig. 10과 같다. 날개에서 발생하는 양력과 하중의 관계를 이용하여 양력 분할 계수를 식(5)와 같이 계산하여 양력 팬이 담당해야하는 하중을 계산한다. 계산된 하중을 제자리 비행 해석 모듈에서 팬의 요구 동력을 도출한다. 전진 방향 추력을 담당하는 동체 후방의 프로펠러의 요구 동력을 운동량 이론을 바탕으로 계산하고, 양력 팬의 요구 동력과 날개 및 프로펠러의 동력을 더해 천이 비행의 요구 동력을 계산한다. 천이 비행 시덕트에서 발생하는 항력이 전체 항력의 90% 정도인데 이를 식(6)와 같이 계산하였다[10]. 본 해석 모듈로는 동체의 자세 각, 요구 동력을 계산한다.

$$L.S. = 1 - \frac{L_w}{GW} \quad (5)$$

$$\Delta D = -\frac{\sigma_d \rho A w_i}{\sqrt{\cos(\alpha)}} \left( V_\infty - w_i \sqrt{\cos(\alpha)} \tan(\alpha) \right) \quad (6)$$



**Fig. 10 Transient flight analysis flow chart**



**Fig. 11 Acting Force on FIB in Transient flight.**



### III. 최적 설계

본 연구에서 제시한 개념 설계 기법을 토대로 3가지 형상(팬 인 바디, 팬 인 윙, 팬 인 바디윙)을 수송 임무에 대해 최적 설계를 수행하였다. 최적 설계는 최적화 프로그램인 ISIGHT를 이용하여 수행하였고, 최적화 기법은 형상 Non gradient 방식의 Evolutionary algorithm을 사용하였다. 본 알고리즘은 유전정보를 이용하여 최적 점이 있는 군을 계산하여 최적 점을 찾아가는 방식으로 다른 방식에 비해 시간이 적게 든다는 장점이 있다. 각 형상 별로 형상 및 성능 제한 조건을 설정하여 최적 설계를 수행하였다.

#### A. 문제 정의

최적 설계를 위한 설계 공간은 기준이 되는 비행체의 형상 정보를 바탕으로 구성하였고, 제한 조건과 성능 조건은 형상 별로 소음 및 양력 팬의 날개 상의 위치 등을 고려해 설정하였다. 도심 간 수송 임무의 적합한 형상을 제시하기 위해 Uber의 에어 택시 미션을 참고하여 임무 형상을 구성하였다[25].

## i. 설계 공간 및 제한 조건

설계 변수 및 설계 공간은 Table 1과 같다. 설계 변수는 팬 인 바디(12), 팬 인 윙(11), 팬 인 바디윙(13)이다. 설계 공간은 기준 형상 정보를 바탕으로 설계 변수  $\pm 80\%$ 로 설정하였다. 제한 조건 (Table. 2)은 각 팬/프롭 3개, 동체 1개, 성능 2개 총 6가지의 제한조건을 설정하였다.

팬/프롭 제한 조건의 첫 번째로 항공기 주기 시에 후방 프로펠러가 지면에 닿지 않도록 하기 위해 동체 폭보다 프로펠러 반경이 작도록 하였고, 두 번째로, 팬에 충격과가 발생하지 않도록 설정하였다. 세 번째로, 팬 인 윙은 양력 팬이 위치한 날개 상의 코드 길이가 양력 팬의 길이보다 크게 설정하여 날개 상에 양력 팬이 안착되어 구조적으로 안전하도록 설정하였다. 동체에서는 무게중심을 계산하여, 무게 중심이 동체 중심 쪽에 위치하여 안정성을 확보하도록 설정하였다.

성능 제한 조건은 소음을 고려하여 설정하였다. 팬과 프롭의 RPM에 따른 소음 정도를 분석한 참고 논문의 자료를 분석해 팬과 프롭의 반경으로 적정 소음을 유지하는 최대 RPM을 식(7)과 같이 계산하여 반영하였다[26].

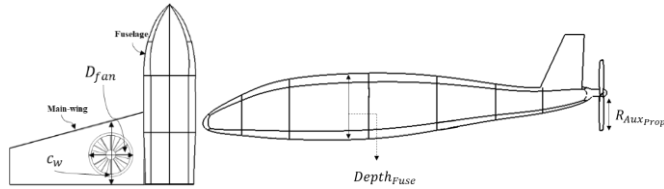
$$\text{RPM}_{\text{Limit}} = -707.2R_{\text{fan}} + 4760.2 \quad (7)$$

**Table. 1 Design Space**

Type	Design variable	Baseline	Design space
Fan	Radius (ft)	FIB: 2.6 FIW: 2.22	$1.04 \leq R_f \leq 5.2$ $1.3 \leq R_f \leq 4.44$
	Chord (ft)	FIB: 0.48 FIW: 0.28	$0.2 \leq c_f \leq 0.672$ $0.17 \leq c_f \leq 0.5$
Main wing	Aspect ratio	FIB: 3.11 FIW: 3.419	$1.87 \leq AR_w \leq 12$ $2.05 \leq AR_w \leq 12$
	Taper ratio	FIB: 0.58 FIW: 1	$0.348 \leq \lambda \leq 1$ $0.5 \leq \lambda \leq 1$
	Incidence angle (deg)	2	$1.2 \leq \theta_{incid} \leq 15$
	Wing loading	FIB: 43 FIW: 46.4	$25.8 \leq WL \leq 86$ $27.84 \leq WL \leq 92.8$
Tail wing	Span (ft)	12.35	$7.41 \leq b_{HT} \leq 24.7$
	Aspect ratio	3	$1.8 \leq AR_{HT} \leq 9$
Propeller	Radius (ft)	4.6	$2.76 \leq R_p \leq 6.44$
	Chord (ft)	1.0	$0.5 \leq c_p \leq 1.5$
	RPM	1000	$500 \leq RPM_p \leq 4000$
Fuselage	Fineness	3	$1 \leq Fineness \leq 6$
Fan in Body/Wing	Sharing Factor	0.5	$0.1 \leq SF \leq 1$

**Table. 2 Design Constraint**

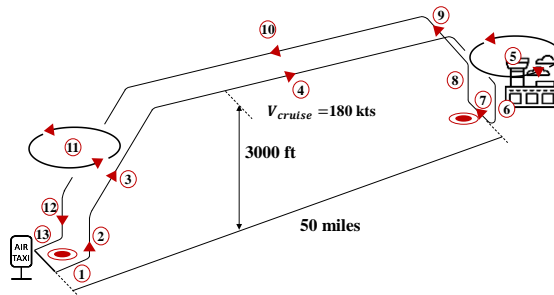
Component	Constraints
Fan/Prop(3)	$\checkmark R_{Aux\ prop} < D_{fuselage}$ $\checkmark M_{blade} < 0.85$ $\checkmark D_{Lift\ fan} < c_{wing}$
Fuselage(1)	$\checkmark l_{min} \leq l_{c.g.} \leq l_{max}$
Performance(2)	$\checkmark RPM_{fan} < RPM_{Limit}$ $\checkmark RPM_{Aux\ prop} < RPM_{Limit}$



**Fig. 12 Geometry Constraint**

## ii. 임무 형상

수송 임무 형상은 Fig. 13과 같다. 유상 하중은 1명의 조종사와 3명의 승객, 총 760lb(345kg)이다. 본 임무 형상은 우버의 임무 형상을 참고하여 최대 속도 200kts(370km/h), 순항 속도 180kts(333km/h), 서울에서 인천공항까지의 비행거리 50mile(80km)로 설정하였다.



**Fig. 13 Mission Profile**

## B. 설계 결과 및 분석

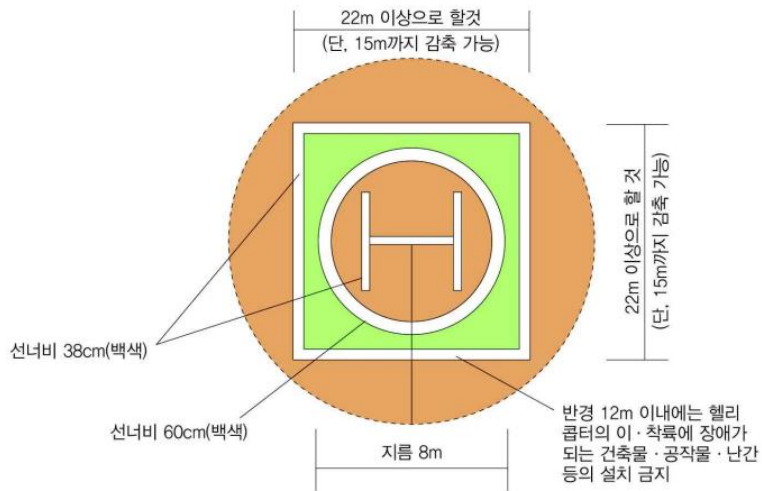
최적설계 결과는 Table 3과 같다. 설계 결과, 세 형상 중 이륙 총 중량이 가장 작은 것은 팬 인 바디 형상이다. 4,116lb(1,867 kg)으로 이는 이륙 총 중량이 가장 큰 팬 인 바디윙과 약 1.76배이다. 팬 인 바디는 팬 인 윙보다 덕트 깊이를 길게 할 수 있어 덕트 추력을 크게 할 수 있어 제자리/축 방향 비행에서 타 형상들보다 연료 소모율이 작아 효율적이다.

팬 인 바디윙은 양력 팬을 동체와 날개에 장착해 타 형상보다 양력 팬 구동 시스템의 무게가 크다. 또한 덕트에서 발생하는 모멘텀 항력이 덕트 개수만큼 증가하는데, 이를 만족하는 엔진이 설계되면서 추진 시스템의 무게가 증가하여 전체적으로 총 중량이 증가해, 가장 큰 공허 중량과 이륙 총 중량의 결과가 도출되었다(Fig. 16).

팬 인 윙은 요구 동력이 천이 비행에서 3,292 HP로 가장 큰 것을 볼 수 있다. 날개에 장착된 양력 팬은 덕트의 깊이를 충분히 확보하지 못해 덕트의 추가 추력 효과를 타 형상보다 크게 할 수 없어 제자리/축 방향 비행 및 천이 비행에서 연료소모율이 가장 크다(Fig. 15). 팬 인 윙의 확산비가 1로 이는 덕트 팬의 충분한 추력을 위한 수치인 1.1보다 작아 덕트의 추가 추력 효과를 충분히 얻지 못함을 확인할 수 있다. 이로 인해 연료 소모율 및 연료량 또한 가장 크며, 제자리/수직 축 방향 비행의 충분한 추력을 얻기 위해 양력 팬의 길이가 증가해 전체 항공기의 크기가 커져 동체 길이 및 날개 스패길이 또한 가장 크다.

도심 간의 수송 임무를 수행하기 위해서는 이 착륙 기지의 규격과 비행체의 크기를 고려해야한다. 비행체의 크기를 작게할수록 헬리 포트를 작은 면적으로 기지를 많이 건설할 수 있어 경제적이다. 설계된 비행체에 대해 수송 임무 수행 시 비행체의 크기가 헬리포트에 적합한지를 확인해보았다. 헬리 포트의 규격은 정사각형 형태로 한 변이 22m(72ft)가 되도록 권장하고 있다(Fig. 14) [27]. Fig. 18을 보면 각 형상 별 크기를 확인할 수 있는데, 팬 인 바디와, 팬 인 바디윙은 헬리포트 규격에 적합한 크기이지만, 팬 인 윙의 크기는 헬리 포트가 수용할 순 있으나 여유공간이 작다.

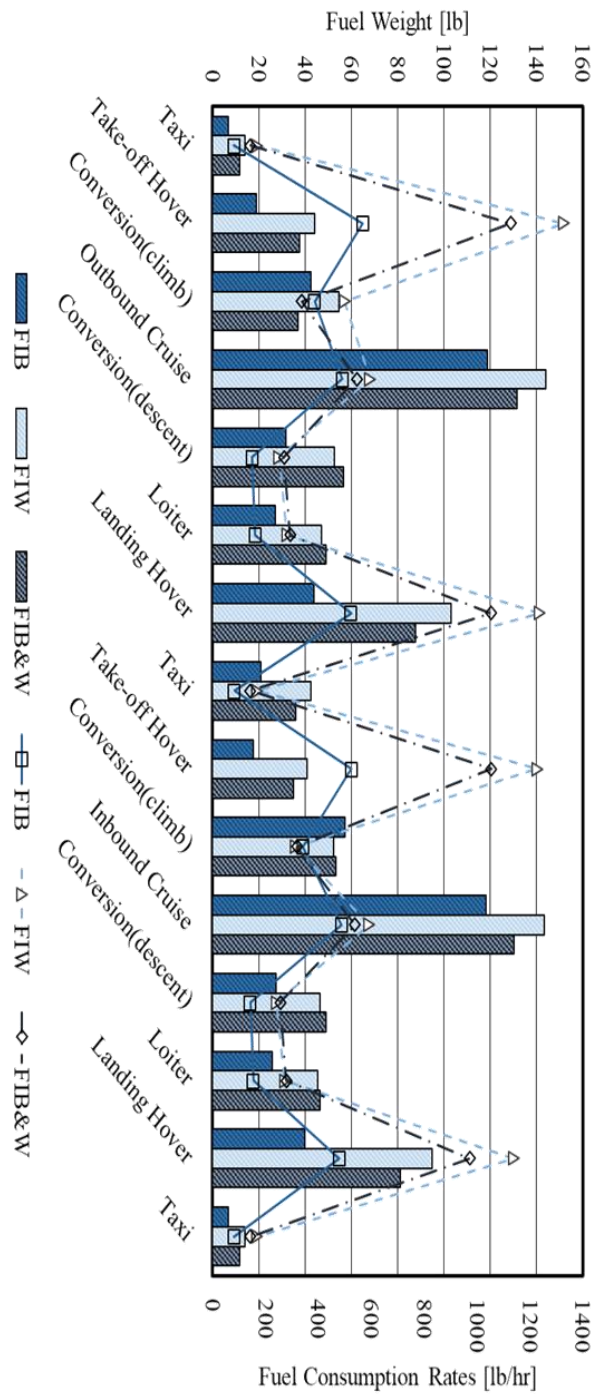
각 3가지 형상의 동체 규격은 동체 설계 시 승객이 탑승하기위한 최소 규격을 설정하였다. 각 형상 별로 동체를 확인해보면 팬 인 윙과 팬 인 바디윙의 경우 날개에 양력 팬이 장착되어 충분한 추력을 얻지 못해 양력 팬의 길이를 키우면서 전체 항공기 크기가 증가하며 동체의 크기가 증가했다. 따라서 승객 탑승 공간은 충분히 확보 가능하다. 팬 인 바디는 동체에 승객을 탑승시킬 최소 공간은 확보하였지만, 승객을 탑승시킬 공간이 양력 팬 사이와 동체 앞쪽이다. 이는 승객에게 과도한 소음을 유발할 수 있고, 비행체 자체의 무게중심이 앞쪽에 위치하게 되어 전체 항공기의 불 안전성을 야기할 수 있다.



**Fig. 14 헬리포트 규격 [27]**

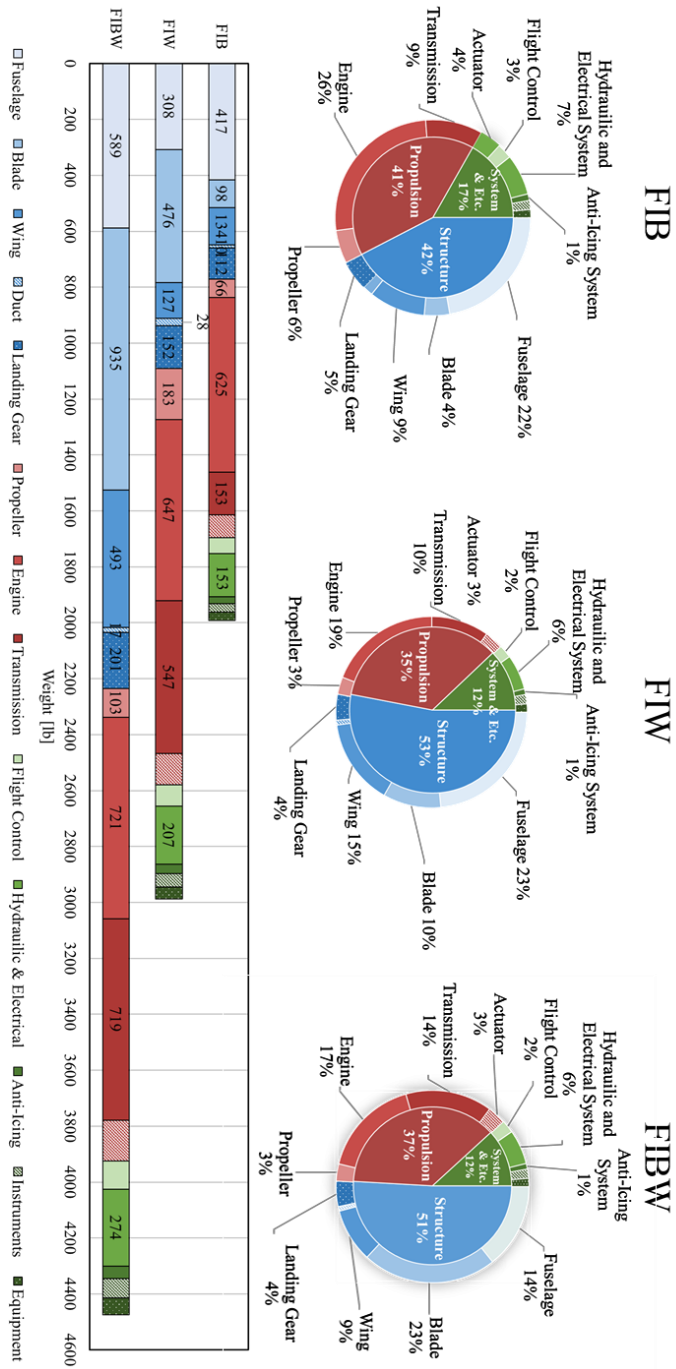
**Table. 3 Optimization results**

	<b>FIB</b>	<b>FIW</b>	<b>FIBW</b>
<b>Gross Weight</b>	<b>4,116 lb</b> (1,867 kg)	<b>7,053 lb</b> (3,200 kg)	<b>7,228 lb</b> (3,279 kg)
<b>Empty Weight</b>	2,749 lb (1,247 kg)	5,349 lb (2,426 kg)	5,611 lb (2,545 kg)
<b>Fuel Weight</b>	604 lb (274 kg)	941 lb (427 kg)	856 lb (388 kg)
<b>Max Power (HP)</b>	1,587 At Transient	3,292 At Transient	2,793 At Transient
<b>Max Speed (knot)</b>	<b>204</b> @ 1,362 HP	<b>215</b> @ 2,053 HP	<b>214</b> @ 1,826 HP

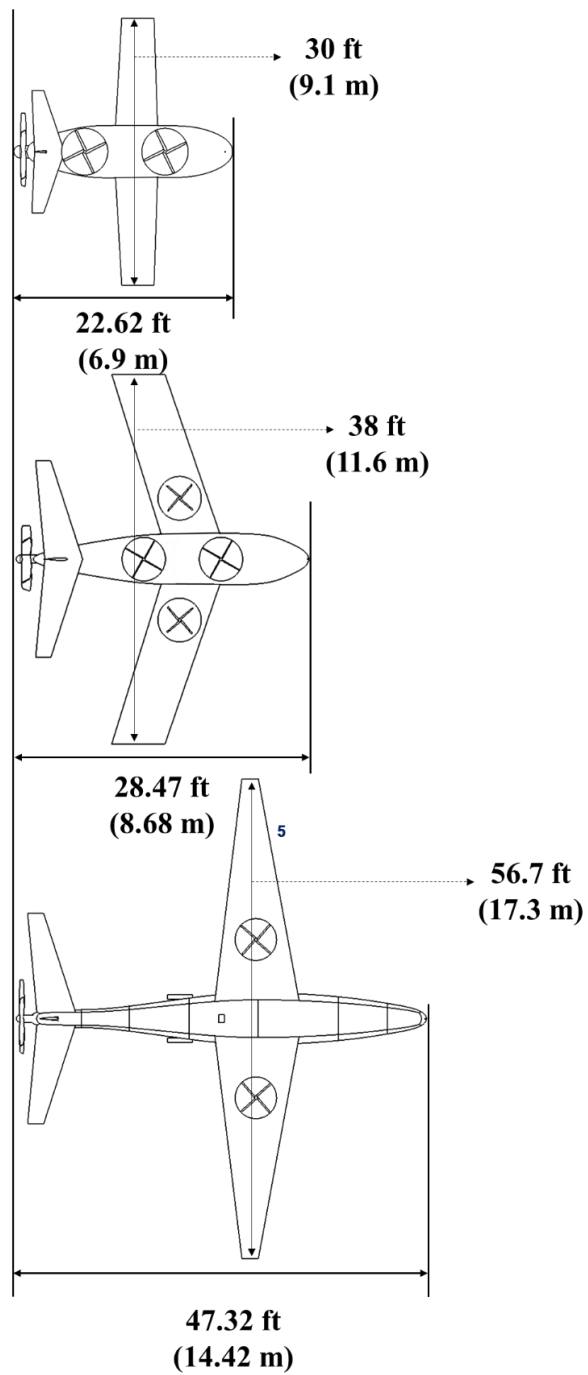


**Fig. 15 Fuel consumption rate and Fuel weight**





**Fig. 16 Weight Proportion**



**Fig. 17 Comparison of Each Concept Geometry**

## IV. 결론

본 연구는 도심 운송수단(Urban Air Mobility)으로 거론되고 있는 여러가지의 복합형 회전 익기 중에서, 특히 덕트에서 추가 추력이 발생하고, 소음이 적으며, 사람이 다가가도 안전하다는 장점이 있는 양력 팬을 사용하는 복합형 회전익기에 대한 개념설계 기법을 개발하기 위해 수행되었다. 개발한 개념 설계 기법은 고정익 해석/설계와 회전익의 해석/설계를 복합적으로 적용하였고, 특히 양력 팬 해석은 덕트에서 발생하는 추력과 천이 비행 간 발생하는 모멘텀 항력을 고려하여 수행하였다. 이전에 수행된 양력 팬을 이용한 복합형 회전익기에 대한 개념설계 연구들은 특정한 한가지 형상의 개념설계법을 제시하였는데, 본 연구에서는 팬 인 윙, 팬 인 바디, 팬 인 바디윙 형상의 3가지 형상에 대해 동일한 설계방식이 적용되어 설계 결과 간 비교가 가능한 개념 설계 기법을 개발하였다.

개발한 개념 설계 기법을 적용하여 3가지 형상에 대해 수송 임무 해석을 통해 형상 별 특징을 비교하였다. 설계 결과 팬 인 바디 형상이 세 가지 형상 중에 이륙 총 중량이 최소이며, 팬 인 바디윙 형상은 양력 팬이 동체와 날개에 장착되어 있어, 양력 팬 구동 시스템의 무게 증가와 천이 비행시 덕트에서 발생하는 모멘텀 항력으로 과도한 엔진이 설계가 되어 공허 중량과 이륙 총 중량이 세가지 형상 중에 가장 크게 설계되었다. 팬 인 윙 형상은 양력 팬이 날개에 장착되어 덕트 깊이를 타 형상보다 작아 덕트에서 발생하는 추가적인 추력이 작아 수직 착 방향 비행 및 제자리 비행, 천이 비행 효율이 타 형상보다 떨어져 가장 큰 연료 소모율과 연료 중량으로 계산

되었다. 양력 팬을 이용하는 복합형 회전익기 개념설계 기법에 추가적으로 연구가 필요한 부분은 동체 형상에 따른 항력 계수 도출과 양력 팬이 일직선으로 나열해 있을 때 전방 팬에 의한 후방 팬의 동력 손실 그리고 수송 임무 수행 시 동체 내부 공간 배치 등의 연구이다. 본 연구에서 개발한 양력 팬을 이용하는 복합형 회전익기 개념설계 기법은 설계자의 요구 임무에 따라 도출한 최적의 복합형 회전익기 설계 결과를 토대로 신개념 미래 도심 운송 수단(Urban Air Mobility)을 개발할 때 사용될 수 있다.

## 참고문헌

- [1] Feigenbaum, Baruch., "Southern California Mobility Plan." Reason Foundation, November 28, 2017.
- [2] 한창환., “미래 자가용 항공기(PAV)의 국외 연구동향 및 국내 개발 전략 고찰,” 항공산업연구, 2016.
- [3] ADS-51-HDBK, Aeronautical Design Standard Handbook: Rotorcraft and Aircraft Qualification(RAQ) Handbook, US Army Aviation and Troop Command, 1996.
- [4] Hirschberg, M., "Sikorsky X2 Goes Faster and Faster," Vertiflite, Vol.56, No.3, 2010.
- [5] 이동욱., 김형석., 이관중., “Tip jet 구동 방식을 이용한 사이로플레인 개념설계 기법 개발.” 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 2017.
- [6] Hwang, C., and Kim, S., “Analysis and Trend Curve Derivation of Major Design Parameters of Unmanned and Manned rotorcrafts,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 2, 2006, pp. 26~35.
- [7] 박중용., 황창전., 김준호., 안이기., 이정훈.. “고속 회전익기 기술개발 현황 및 과제. 항공우주산업기술동향,” 2012.
- [8] Jeremy, G., “Definition of A Rotorcraft,” Royal Aeronautical Society, 2013.
- [9] Lee, H., Prasad, R. and Choi, S., “Aerodynamic Analysis for Conceptual Design of a Lift-Fan Type Aircraft”, *Proceeding of the 34th AIAA Aviation*, Washington, D.C., July 2016.
- [10] Jang, J. S., Choi, I., Hyun, Y. O., Yim, J. B., “Preliminary Sizing of a Fan-in-Body Compound Rotorcraft,” In the proceeding of the Korean

- Society for Aeronautical and Space Sciences Conference, November 2015, pp.861-864.
- [11] Jacobellis, G., Angilella, A., Reddinger, J., Howard, A., Misiowski, M., Pontecorvo, M., Krishnamurthi, J., "Emperor UAV, X-VTOL," 31st Annual American Helicopter Society Student Design Competition, 2014.
  - [12] Keith, J. D., Wood, R. S., "Conceptual Design of a Ducted Fan-Based Vertical Takeoff and Landing Tactical Unmanned Aerial Vehicle," American Helicopter Society International Specialists' Meeting on Unmanned Rotorcraft, Scottsdale, Arizona, Jan, 2008.
  - [13] Thouault, N., Breitsamter, C., Adams, N., Gologan, C., & Seifert, J., "Experimental investigation of the aerodynamic characteristics of generic fan-in-wing configurations." The Aeronautical Journal 2009.
  - [14] Thouault, N., Breitsamter, C., Adams, N., Gologan, C., "Numerical analysis of design parameters for a generic fan-in-wing configuration," 26<sup>th</sup> International Congress of The Aeronautical Sciences, 2010.
  - [15] Taylor, John W.R., Jane's All the World's Aircraft 1965–66, London: Sampson, Low, Marston & Co Ltd, 1965.
  - [16] 항공기설계교육연구회., "항공기 개념설계," 경문사, 2016.
  - [17] Pereira, J., "Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design," Ph.D. Thesis, University of Maryland, College Park, MD, 2008.
  - [18] Maksim, A., Sergey, S., Kirill, S., "Numerical and Experimental Investigation of Ducted Fans Interference for Multirotor Copter-type Aerial Vehicle," 7th EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND AEROSPACE SCIENCES, 2017.

- [19] Benson, T., “Shape Effects on Drag,” NASA, Glenn Research Center, August 2010.
- [20] Hill, G. C., Waters, M. H., “CONCEPTUAL DESIGN OF A LIFT FAN PLUS LIFT/CRUISE FIGHTER AIRCRAFT,” NASA Ames Research Center Moffett Field, California, 1974.
- [21] Cook, W. L., “Summary of Lift and Lift/Cruise Fan Power Lift Concept Technology," NASA CR-177619, 1993.
- [22] Leishman, J. G., Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd Ed, Cambridge University Press, Cambridge, New York, 2006.
- [23] Nita, M., Scholz, D., “Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters,” Proceeding of the Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, August 2012.
- [24] Sadraey., Mohamed. H., Aircraft Design a System Engineering Approach. Wiley, 2013.
- [25] Uber Elevate “Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation,” 27, October, 2016.
- [26] Miljković, D., Ivošević, J., Bucak, T., “Two vs. Three Blade Propeller – Cockpit Noise Comparison”, 5th Congress of Alps-Adria Acoustics Association, AAAA, Petrčane, Croatia, 2012.
- [27] 화재보험협회., “피난시설,” 방재기술자료 7판, No.11,2018.
- [28] Harris, F. D., “An Overview of Autogyros and The McDonnell XV-1 Convertiplane,” NASA CR-2003-212799, 2003.
- [29] Raymer, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Education Series*, 5th Ed, AIAA, Washington, DC, 1992

## 부록 A: 중량 추정식[11,29]

1) 동체

$$W = 0.052 \ q_{\infty}^{0.241} S_{fuse}^{1.086} (1.5GW)^{0.177} l_t \left( \frac{h_{fuse}}{l_{fuse}} \right)^{0.072} + W_{press}$$

2) 팬

$$W = 9.035 \ N_{fan} N_b^{-0.486} RPM_{fan}^{-0.459} d_{fan}^{0.157} \left( \frac{P_{max,fan}}{N_{fan}} \right)^{0.92}$$

4) 주 날개

$$W = 0.036 \ S_w^{0.758} \lambda_w^{0.04} (1.5 \ TOGW)^{0.49} \left( \frac{AR_w}{\cos^2(\Lambda_w)} \right)^{0.6} \\ \times \left( \frac{100}{\cos(\Lambda_w)} \frac{t}{c} \right)^{-0.3} \quad (\text{일반 날개})$$

5) 수평 꼬리 날개

$$W = 0.7176 \ S_{HT} \ AR_{HT}^{0.3173}$$

6) 수직 꼬리 날개

$$W = 1.046 \ S_{VT} \ AR_{VT}^{0.5332}$$

7) 덕트

$$W = \rho_{duct} \ N_{duct} \ V_{duct}$$

8) 랜딩 기어

$$W = 0.033 \ GW$$

9) 프로펠러

$$W = 9.035 \ N_{prop} N_b^{-0.486} RPM_{prop}^{-0.459} d_{prop}^{0.157} \left( \frac{P_{max,prop}}{N_{prop}} \right)^{0.92}$$



10) 엔진

$$W = W_{dry\ eng} + W_{accessories} + W_{exhaust}$$

$$W_{dry\ eng} = 9.227\ N_{eng} P_{max}^{0.5365} \left( \frac{GW}{N_{eng}} \right)^{-0.01035}$$

$$W_{accessories} = 2.973 N_{eng}^{0.7858} \left( \frac{W_{dry}}{N_{eng}} \right)^{0.5919}$$

$$W_{exhaust} = N_{eng} (0.006\ P_{max})$$

11) 변속기

$$W = 0.172 (Q_{max})^{0.8}$$

12) 비행 컨트롤러

$$W = 0.0168\ GW$$

13) 유압 및 전기 시스템

$$W = 0.045\ GW$$

14) 제빙 장치

$$W = 0.0073\ GW$$

15) 내부 장비

$$W = 0.000585\ (GW)^{1.34}$$

16) 외부 장비

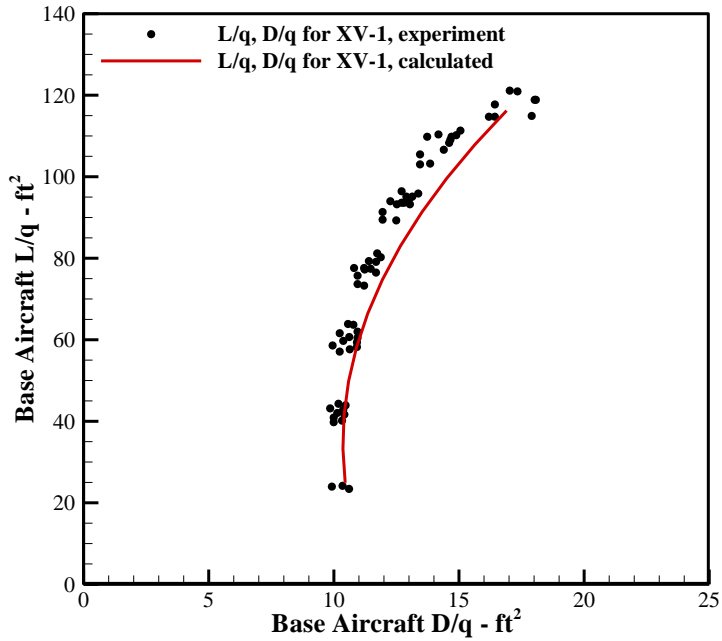
$$W = 0.00074\ (GW)^{1.298}$$

17) 덕트 구동 유압 장치

$$W = 0.024\ GW$$

## 부록 B: 해석 모듈 검증

### 1) 전진 비행 해석 [26]



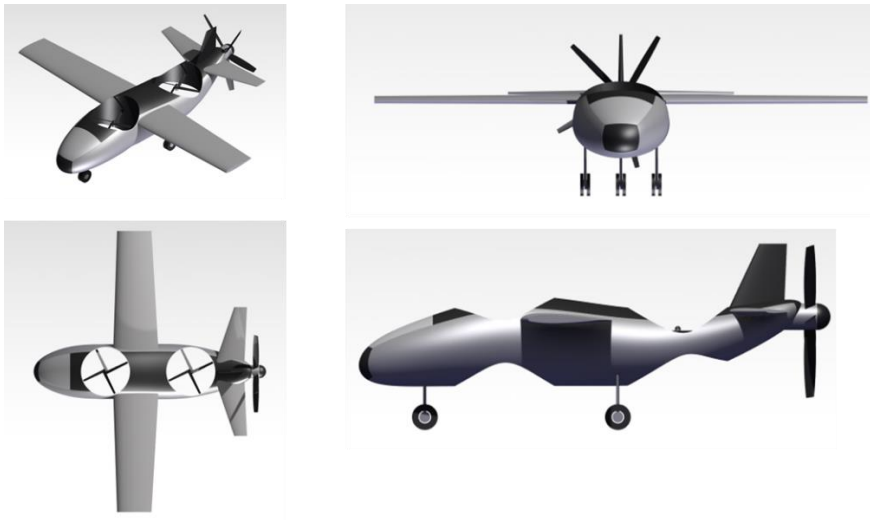
**Fig. B1 Wing aerodynamic analysis verification**

## 부록 C: 설계 결과

### 1) Fan in Body

$$\text{--Fineness ratio } \left( \frac{\text{Fuselage Length}}{\text{Fuselage Depth}} \right) = 3.67$$

$$\text{--Front ratio } \left( \frac{\text{Fuselage Depth}}{\text{Fuselage Width}} \right) = 0.86$$



**Fig. C1 3D Configuration (Fan in Body)**

**Table. C1 Optimization results (Fan in Body)**

<b>Fan in Body</b>			
<b>Fan radius</b>	2.63 ft (80.16 cm)	<b>Fan chord</b>	0.34 ft (10.36 cm)
<b>Tip velocity</b>	794 ft/s	<b>Prop radius</b>	4.37 ft (1.33 m)
<b>Incidence angle</b>	4.4 deg	<b>Prop chord</b>	0.5 ft (15.24 cm)
<b>Wing loading</b>	31.43	<b>Prop RPM</b>	1640
<b>Aspect ratio (Wing)</b>	6.93	<b>Horizontal tail Span</b>	13.8 ft (4.2 m)
<b>Taper ratio</b>	0.73	<b>Aspect ratio (H-Tail)</b>	2

## 2) Fan in Wing



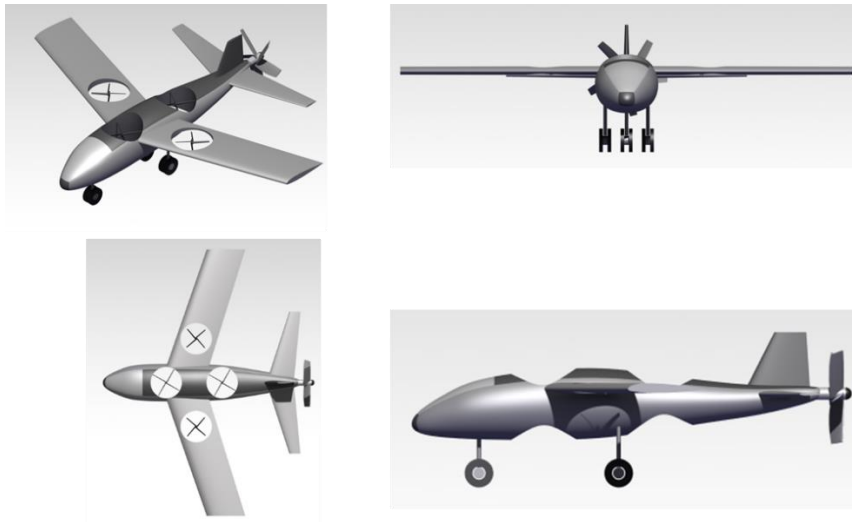
**Fig. C2 3D Configuration (Fan in Wing)**

**Table. C2 Optimization results (Fan in Wing)**

<b>Fan in Wing</b>			
<b>Fan radius</b>	2.47 ft (75.3 cm)	<b>Fan chord</b>	0.28 ft (8.53 cm)
<b>Tip velocity</b>	778 ft/s	<b>Prop radius</b>	2.61 ft (80 cm)
<b>Incidence angle</b>	3.84 deg	<b>Prop chord</b>	0.54 ft (16.46 cm)
<b>Wing loading</b>	21.12	<b>Prop RPM</b>	2850
<b>Aspect ratio (Wing)</b>	9.63	<b>Horizontal tail Span</b>	24.7 ft (7.53 m)
<b>Taper ratio</b>	0.1	<b>Aspect ratio (H-Tail)</b>	7.42

### 3) Fan in BodyWing

– Sharing Factor  $\left( \frac{\text{Area}_{\text{body}}}{\text{Area}_{\text{wing}}} \right) = 0.73$



**Fig. C3 3D Configuration (Fan in BodyWing)**

**Table. C3 Optimization results (Fan in BodyWing)**

<b>Fan in BodyWing</b>			
<b>Fan radius</b>	Body 2.24 ft (68.28 cm) Wing 1.92 ft (58.52 cm)	<b>Fan chord</b>	Body 0.2 ft (6.1 cm) Wing 0.25 ft (7.62 cm)
<b>Tip velocity</b>	Body 740 ft/s Wing 678 ft/s	<b>Prop radius</b>	3.43 ft (1.04 m)
<b>Incidence angle</b>	11.32 deg	<b>Prop chord</b>	1.1 ft (33.53 cm)
<b>Wing loading</b>	32.56	<b>Prop RPM</b>	2300
<b>Aspect ratio (Wing)</b>	6.5	<b>Horizontal tail Span</b>	13.8 ft (4.2 m)
<b>Taper ratio</b>	0.89	<b>Aspect ratio (H-Tail)</b>	7.36

# ABSTRACT

## Conceptual Design Methodology of Compound Rotorcraft Using Lift Fan

Soomin Jeong

Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

Traffic congestion problems are becoming serious in large cities as the number of ground vehicles increases. To solve this problem, the development of an urban air mobility system is undergoing. The compound helicopter is an aircraft capable of high speed forward flight, hover and vertical take-off and landing. Among the numerous compound helicopter, an aircraft using lift fans has the advantages of low noise and safety due to surrounded by duct. In this study, a conceptual design method for compound helicopter using lift fans was developed. Optimal design was carried out as an object function of minimizing the take-off gross weight for compound helicopter using lift fans. Mission analysis consists of a hover/axis flight, a forward flight, and a transient flight analysis. The hover/axis flight analysis was performed using momentum theory considering the additional thrust generated by ducts. Forward flight analysis is performed with fixed-wing analytical techniques, and Oswald factors are calculated and performed to take into account the three-dimensional effect. The transient flight analysis took into account the momentum drag produced by duct.

Optimal design results were derived for transport missions. Optimal design results in fan-in body features having the smallest take-off gross weight and most efficient fuel consumption. Concepts with lift fans mounted on the wings could not make the duct depth larger than the Fan in Body, resulting in a smaller thrust from the duct, significantly reducing the efficiency of the hover/axial direction flight, increasing the overall weight. The maximum power of Fan in Wing was the largest in the transient flight, while Fan-in-BodyWing was mounted on the fuselage and wing, which greatly increased the weight of the lift fan drive system, resulting in the greatest empty weight. Each optimal design result was 3D modelled using CATIA and compared by concepts.

**keywords : Compound helicopter, Lift fan, Conceptual design,  
Design optimization, Fan in Body, Fan in Wing**

***Student Number : 2017-27027***